

⑫公開特許公報(A)

昭54—55214

⑤Int. Cl.²

識別記号

⑥日本分類

庁内整理番号

④公開 昭和54年(1979)5月2日

F 23 R 1/08

51 B 733

7713—3G

F 23 C 11/00

67 A 0

2124—3K

発明の数 1

審査請求 有

(全 6 頁)

⑭ガスタービン燃焼器

⑮特 願 昭52—121484

⑯出 願 昭52(1977)10月12日

⑰発 明 者 佐藤勲

日立市幸町3丁目1番1号 株

式会社日立製作所日立研究所内

同 内山好弘

日立市幸町3丁目1番1号 株

式会社日立製作所日立研究所内

⑱発 明 者 塚原聡

日立市幸町3丁目1番1号 株

式会社日立製作所日立研究所内

⑲出 願 人 株式会社日立製作所

東京都千代田区丸の内一丁目5

番1号

⑳代 理 人 弁理士 高橋明夫

明 細 書

発明の名称 ガスタービン燃焼器

特許請求の範囲

1. 圧縮機からの高圧空気に燃料を供給し、燃料のガス化を行わせ、空気との予混合ガスとして燃焼器に導き、ここで生成する燃焼ガスに希釈空気を加え設定した燃焼ガスでタービンを駆動するガスタービン燃焼器において、燃焼室頭部の外側に一方を開口して他方側閉端を燃焼室壁に接続し、開口端には複数の燃料ノズルを取付け燃料を供給し、蒸発した燃料と空気との予混合を行う燃料蒸発予混合室を設け、燃料蒸発予混合室の側閉端部と燃焼室との接続位置は燃焼室側閉端部中央に設置した燃料ノズルを基準とし、燃焼室直径dに対し0.5～1.0倍である燃焼室壁面に位置させ、この予混合ガスを複数の供給孔から燃焼室内に導入して希釈低温燃焼を行わせるガスタービン燃焼器。
2. 上記燃料蒸発予混合室内における空気と燃料の混合割合を、定格負荷運転時の状態において、

理論空気流量の1.2～1.6倍とする特許請求の範囲第1項記載のガスタービン燃焼器。

発明の詳細な説明

本発明はガスタービン燃焼器に係り、とくに希薄低温燃焼を行なわせて窒素酸化物(以下 NO_x と略称する)の生成を抑えるガスタービン燃焼器に関するものである。

NO_x は硫黄酸化物と並び大気汚染物質の主原因である。 NO_x は高温の燃焼過程において、空気中の N_2 と O_2 が反応し生成するものであり、ガスタービンでは過剰の冷却空気を有効に活用し、燃焼温度を低下させ、 NO_x の生成を抑えることが特長である。

従来、上記の具体的な方法としては、頭部から過剰空気を導入する、いわゆる希釈低温燃焼法および頭部を O_2 不足の状態にし、その後に過剰空気を供給して低温燃焼を実現する二段燃焼法等が考えられ、一部において実施されている。しかし、これらの従来方法では、環境保全が重要な課題となつている今日、充分な NO_x 低減効果が得

られているとは言えない現状にある。この原因は、噴霧液滴が拡散燃焼を行なう過程において、過剰の空気と燃料との効果的な混合が行なわれないこと、および液滴の燃焼をミクロに見ると、液滴表面から幾分離れた位置に形成する火炎面の直後において、ほぼ空気で燃焼する高温領域があり、このため NO_x の生成速度が大となつている。この燃焼域は全体が空気過剰であつても生ずるものであり、大幅な NO_x 低減を行なうことができない理由である。

このような欠点をなくし、大幅な NO_x 低減を行なうためには、ガス体燃焼としてあらかじめ若干過剰の空気を予混合することである。すなわち、予混合燃料ガスの燃焼は、液滴燃焼のようにほぼ理論空気比で燃焼する高温領域がなく均一な過剰の空気により、全域の燃焼温度を低減するため、大幅な NO_x 低減が得られる。

本発明の目的は、 NO_x 低減効果の大きいガスタービン燃焼器、とくに噴霧した液滴燃料を加熱空気によつて燃焼室前で蒸発させ、空気との予混

は同一寸法形状のものが複数個組込まれ、それぞれ外筒 8、内筒 9、および燃焼ガスを整流しタービンへ導くランジヨンピース 10、燃料ノズル 11 a, 11 b などにより構成され、燃料ノズル 11 a, 11 b は外筒側閉端を構成する蓋 12 に取付られる。燃焼用空気 4 b は外筒 8 と内筒 9 との環状空間部を通つて内筒 9 内に導入される。内筒 9 は頭部に直径の小さな頭部燃焼室 9 a とその後流に設けた直径の大きな後部燃焼室 9 b から成立つている。頭部燃焼室 9 a の外側には主燃料ノズル 11 a からの燃料噴霧粒子 13 を空気流 4 c により加熱蒸発を行ない、かつ空気流 4 c と混合し、予混合燃料ガスを生成する。蒸発予混合室 14 を配置する。蒸発予混合室 14 は頭部燃焼室 9 a の壁面 15 とその外側壁 16 とに囲れた環状空間部である。空気過剰率 1.2 ~ 1.6 に予混合した燃料ガス 17 は内筒壁 15 に穿設した複数の供給孔 18 から頭部燃焼室 9 a に導入され、希薄低温燃焼を行なうため NO_x 生成は大巾に抑えられる。このように NO_x の生成は蒸発室予混合室

合ガスを形成する燃料蒸発予混合室を燃焼器頭部に備え、 NO_x 低減効果の大きい蒸発形低 NO_x ガスタービン燃焼器を提供するものである。

本発明は、燃焼蒸発予混合形燃焼器を用いて一連の試験、研究を行ない、蒸発予混合室内への火炎形成特性や最適な予混合割合を求め、また、頭部燃焼室外壁面の温度分布を測定し、蒸発室内への火炎形成を把握した上で、高温部部の存在を排除したことを特徴とする。

本発明の実施例を第 1 図に示す。

ガスタービンは圧縮機 1、燃焼器 2 およびタービン 3 の主要部で構成されている。空気 4 a が吸入され、圧縮機 1 により圧縮された空気 4 b が燃焼器に導かれる。この空気 4 b は圧縮機 1 を通過する際の圧縮熱により 280 ~ 350℃ となり燃料液滴を蒸発する。

燃焼器 2 には燃料 5 が供給され、生成した燃焼ガス 6 はタービン 3 を通過する。この間に仕事をし、排気ガス 7 となつて大気中に排出される。

NO_x は燃焼器 2 で生ずるものである。燃焼器 2

14 における空気 4 c と燃料 13 の混合比によつて左右される。すなわち、一般的に言われる Zel'dovich 機構からも解るように混合比が理論空気燃料重量流量比近傍で NO_x の生成速度は最大となり、かつ、空気過剰および燃料過剰の条件では、 NO_x 生成速度は急激に減少する。本蒸発形燃焼器の基本構想は空気過剰の予混合ガスとして NO_x 低減を実施するものである。図に示す燃焼器 2 において予混合割合を種に変化させて行なつた定格負荷運転時条件での実験結果では第 2 図に示すような NO_x 低減効果が得られる。ここで曲線 L はパイロットバーナが無い場合、曲線 M は中径パイロットバーナを設けた場合で、パイロットバーナからの流量は全体の 7% であり、曲線 N は大径パイロットバーナを設けた場合でパイロットバーナからの流量は全体の 15% である。すなわち、 NO_x の低減は蒸発室内 14 での空気と燃料の予混合割合に大きく左右され、空気過剰となるにつれ NO_x 濃度は減少する。しかし、予混合割合（燃空重量比） λ が 1.6 近傍になると頭部燃

焼室内 9 a の温度が低下する。さらに、後部燃焼室 9 b から過剰の 2 次空気流 2 6 が流入することにより燃焼が阻止され、過冷却となる。このため、領域 B では火炎の吹き消え現象が生じ、 NO_x は従来形に比べ約 85% 程度減少できるが、火炎の保持が出来ない欠点を有する。一方、予混合率(λ)が少ない場合では蒸発予混合室内 1 4 の予混合ガス流速が遅くなり、また頭部燃焼室内 9 a の燃焼温度が高くなる結果として壁面 1 5 温度が上昇する。この結果、領域 A では蒸発室内 1 4 に火炎を形成するいわゆるフラッシュバックの現象を生ずる。したがって、 NO_x 低減化を向上させるためには予混合割合(λ)を大きく、空気過剰とすることが特策であり、大巾な NO_x 低減が得られる。一方、このように過剰の空気供給による過冷却で生成する CO は吹き消え現象が生ずる直前で急上昇する。大巾な NO_x 低減を得かつ安定な火炎形成を実施することは燃焼室内 9 a, 9 b に安定な火炎形成を行わせることであるが、頭部燃焼室内 9 a パイロットバーナ 1 1 b により、高温火炎を

形成することによつて安定な燃焼を補持することができる。しかし、これは燃焼器頭部 9 a のガス温度を上昇させることであり、予混合率が高い状態でもパイロット火炎が無い状態に比べ NO_x 濃度は上昇する。また CO 濃度は過冷却部の効果がうすれるため生成は少なくなる。しかし、予混合割合が小さい場合に生ずるフラッシュバックの現象は頭部燃焼器壁面 1 5 の温度上昇や、頭部燃焼室 9 a 内のガス温度上昇などの影響により、生じ易くなる。パイロットバーナ 1 1 b を用いると、火炎の吹き消え特性を向上することが出来るが、 NO_x 濃度は上昇し、フラッシュバック特性を低下させる。したがって、これらの特性を満す条件は予混合室内 1 4 の予混合割合を領域 c の 1.2 < λ < 1.6 にすべきであり、パイロットバーナの有無にかかわらず、 NO_x 濃度を従来形拡散燃焼器に比べ約 50% 以上低減できかつ、フラッシュバックおよび火炎の吹き消え特性を満すことができる。このように本実施例の 1 つのポイントは蒸発形燃焼器において蒸発予混合室における空気と燃

料との予混合割合は、空気過剰率 λ で 1.2 ~ 1.6 にすることであり、大巾な NO_x 低減を行なうことができる。

一方、ガスタービンの燃焼器は着火から起動状態を経て定格運転に至る広範囲の条件で満足するものでなければならない。蒸発形燃焼器ではまずパイロットノズル 1 1 b からの燃料噴霧により着火と定格運転までの起動を行なうが、起動運転の間に主ノズル 1 1 a からの燃料噴霧量を徐々に増加し、最終的には主ノズル 1 1 a のみによる燃料噴霧を行なう。

蒸発予混合室の機能は噴霧粒子群 1 3 の完全蒸発と空気流 4 c との均一混合および頭部燃焼室 9 a からの火炎逆火防止の構造となつている。すなわち、燃料粒子群 1 3 の完全蒸発に必要な滞留時間と温度が確保され、逆火防止に対しては燃料予混合ガス 1 7 の供給孔 1 8 からの流速は火炎の伝播速度の約 20 倍程度に設計するものである。しかし、予混合室 1 4 内に温度の高い火点があれば容易に燃焼を継続する空気、燃料、混合比の範

囲となつている。蒸発室内 1 4 で燃焼が生ずれば内筒壁 1 5 は 1600℃ 前後の高温にさらされるため焼損するような危険な状態になることは必至である。したがって、温度の高い火点が問題となり、頭部燃焼室内筒壁 1 5 の温度上昇が着火源になり得る。頭部燃焼室壁面温度はパイロットノズル 1 1 b からの燃料噴霧流量（頭部燃焼室内の燃焼量）に大きく左右される。この内筒 1 5 の外壁温度分布を第 3 図に示す。曲線 O はパイロットノズル 1 1 b からの燃料噴霧量が少ない場合であり、流量は先程と同じく全体の 7%、頭部燃焼室 9 a の壁 1 5 温度は低い。これに対し、曲線 P のようにパイロットノズル 1 1 a からの燃料噴霧量が多くなると（全体の 15%）、ノズル先端からの頭部燃焼室軸方向距離と頭部燃焼室直径との比（ l/d ）が 1.0 以上における温度上昇が大きくなる。このような状態は起動時における加速制御中に相当する燃焼試験と並行して行なつた観察によると、蒸発域内における火炎の形成は空気 4 c 温度にも影響されるが、内筒 1 5 壁温度が支配的

となっており、約750～800℃以上の赤熱した高温度部が存在すると、蒸発途中の燃料粒子13の一部が高温度部を示す内筒壁に接触し、その部分が着火源になり蒸発室14内に火炎が伝播することともわかった。しかしながら、 (ℓ/d) が1.0以下ではパイロットノズル11bからの噴霧燃料粒子の付着蒸発とスワラ20a, 20b, からの旋回空気流21による壁面シールが相関するため低温度となっており、点火源となる高温度部分の存在はない。起動時とくに加速運転時には圧縮機1が過渡時であり、蒸発室14内に導入される空気4c温度が低いため十分な燃料蒸発が出来ない。このためパイロットバーナ11bからの燃料噴霧量を増大させた状態で、主バーナ11aからの燃料噴霧量を徐々に増加させる。この状態はパイロットバーナ11bからの燃料噴霧量が多いため内筒壁が高温度となり、また蒸発室の温度も低いため蒸発が促進されず蒸発過程の噴霧粒子が高温度部に接触する。この点を着火源として蒸発予混合室内で燃焼を生ずる大きな欠点を有する。

パイロットノズル11bの先端位置を変化させ、また主燃料ノズル11aの先端位置はパイロットノズル先端位置よりも後方に設置することが特徴となる。蒸発予混合室14内における噴霧燃料粒子の蒸発滞留時間と空気流4cとの予混合を十分に確保する構造とするように蒸発予混合室14を設計するものであり、一方頭部燃焼器内筒温度はパイロットノズル11bからの燃料流量の変化に左右されず高温度部の形成がないように頭部燃焼室軸長方向の距離を $\ell/d \leq 1.0$ に規定するものである。

示す

第3図に示すように、頭部燃焼室9aの壁温度は、 $\ell/d \leq 1.0$ でパイロットノズルからの燃料噴霧量に左右されず450℃以下となる低温度に抑えることができる。前述したが、これはスワラ20a, 20bからの旋回空気流21による壁面シールとパイロットノズル11bからの噴霧燃焼粒子の一部が内筒壁面15に付着蒸発することなどが相関し、壁面温度の上昇が小さくなつたものであり、燃料流量が多い場合には、頭部燃焼室壁面の温度

このように頭部燃焼室内筒壁15が $\ell/d \geq 1.0$ 以上になると高温度部が生ずるため着火から定格負荷時に至る広範囲の条件で安定した蒸発形燃焼を継続することはできない。したがって高温部分の形成がなく、かつ安全な蒸発形燃焼器による効果的なNO_x低減を得る条件に制約を受ける。このような問題に対処するため改善した本発明の他の実施例を第4図に示す。圧縮機、タービンおよび燃焼器から成る構成は第1図に等しいため省略し、とくにポイントとなる燃焼器内筒および蒸発予混合室について説明を加える。

燃焼器内筒は直径dφの小さな頭部燃焼室9aと直径Dの大きい後部燃焼室9bとによつて構成され頭部燃焼室9aの壁面15とその外側壁16とに囲まれた燃料蒸発混合室14が設け、燃料の蒸発予混合ガスを複数個の供給孔18より頭部燃焼室内9aに供給して燃焼を継続し、頭部燃焼室9aの軸長方向の長さを $\ell/d \leq 1.0$ に規定するものである。すなわち、第1図に示す燃焼器内筒に比べ頭部燃焼室を $\ell/d \leq 1.0$ に規定するため

上昇は少ないが、頭部燃焼室9aから後部燃焼室9bに至る拡大部23および後部燃焼室9b壁面の温度が上昇する。しかし、拡大部23、後部燃焼室壁面の温度上昇は蒸発予混合室14に火炎形成を行なう直接の原因とはならず、かつパイロットノズル11bからの燃料流量を大巾に変化させた場合でも、頭部燃焼室9a壁面15の温度を450℃以下に抑えることから、広範囲の燃焼条件において蒸発予混合室14に火炎の形成がない安定した蒸発形燃焼器であり大巾なNO_x低減が実施出来る。また、予混合ガスの供給孔18がスワラ20a, 20bに近くなるためスワラ20a, 20bからの旋回空気流24によつて生ずるカウンタフロ25の影響を大きく受ける。すなわち、予混合燃料ガス17が従来形に比べカウンタフロ25への巻き込みが多くなる結果として、頭部燃焼室9aにおける燃料濃度が濃くなり火炎保持が良好となるため、拡大部23および後部燃焼室9bに多量の空気を供給することができ、さらに、前述したが、燃料蒸発予混合室14における燃料

と空気の予混合割合を $1.2 < \lambda < 1.6$ にすることにより大巾な NO_x 低減効果を得ることができる。

一方、 l/d が 0.5 以下になると頭部燃焼室 9 a 内での燃焼時間が短くなるため後部燃焼室 9 b 内で燃焼することになるが、後部燃焼室 9 b 内では、過剰の冷却空気を供給しているところから過冷却となり、未燃分である CO や炭化水素などの排出が多くなる欠点を生ずる。したがって頭部燃焼室 9 a の軸方向長さは $0.5 < l/d < 1.0$ の範囲が良好である。本実施例においては蒸発完了時間と充分にとり、かつ、空気流 4 c との混合効果を上げるため頭部燃焼室 9 a の前方に蒸発室内壁を 26 設け、蒸発予混合した燃料ガスはすべて頭部燃焼室 9 a の内筒壁 15 に穿設した供給孔 18 より燃焼器内に導入するものである。この蒸発室内壁 26 がない場合には、主燃料ノズル 11 a からの燃料が蒸発し、予混合ガスの一部がパイロットノズル 11 b 周囲のスワラ 20 a, 20 b, より導入されることになる。パイロットノズル 11 b からの燃料噴霧量は全供給量に対し、約 0

～15% 程度とするものであり、これに見合った空気量をスワラ 20 a, 20 b より導入している。したがって、このスワラ 20 a, 20 b から予混合ガスが供給されるようになると、パイロットノズル 11 b 近傍の頭部燃焼室は燃料過剰となるため媒の発生が多くなることから、内壁面 25, 15 と外側壁 16 とに囲れた蒸発室を設定することが必要となる。

このように本発明は頭部燃焼室の軸長方向の長さはパイロットバーナからの燃料流量に左右されず低温度を保つことができ、主燃料ノズルからの燃料蒸発および空気との予混合室に火炎の形成がない頭部燃焼室を形成するもので起動から定格負荷時に到る広範囲の燃焼条件で安定した蒸発形燃焼器を提供するものであり大巾な NO_x 低減効果が得られる。

図面の簡単な説明

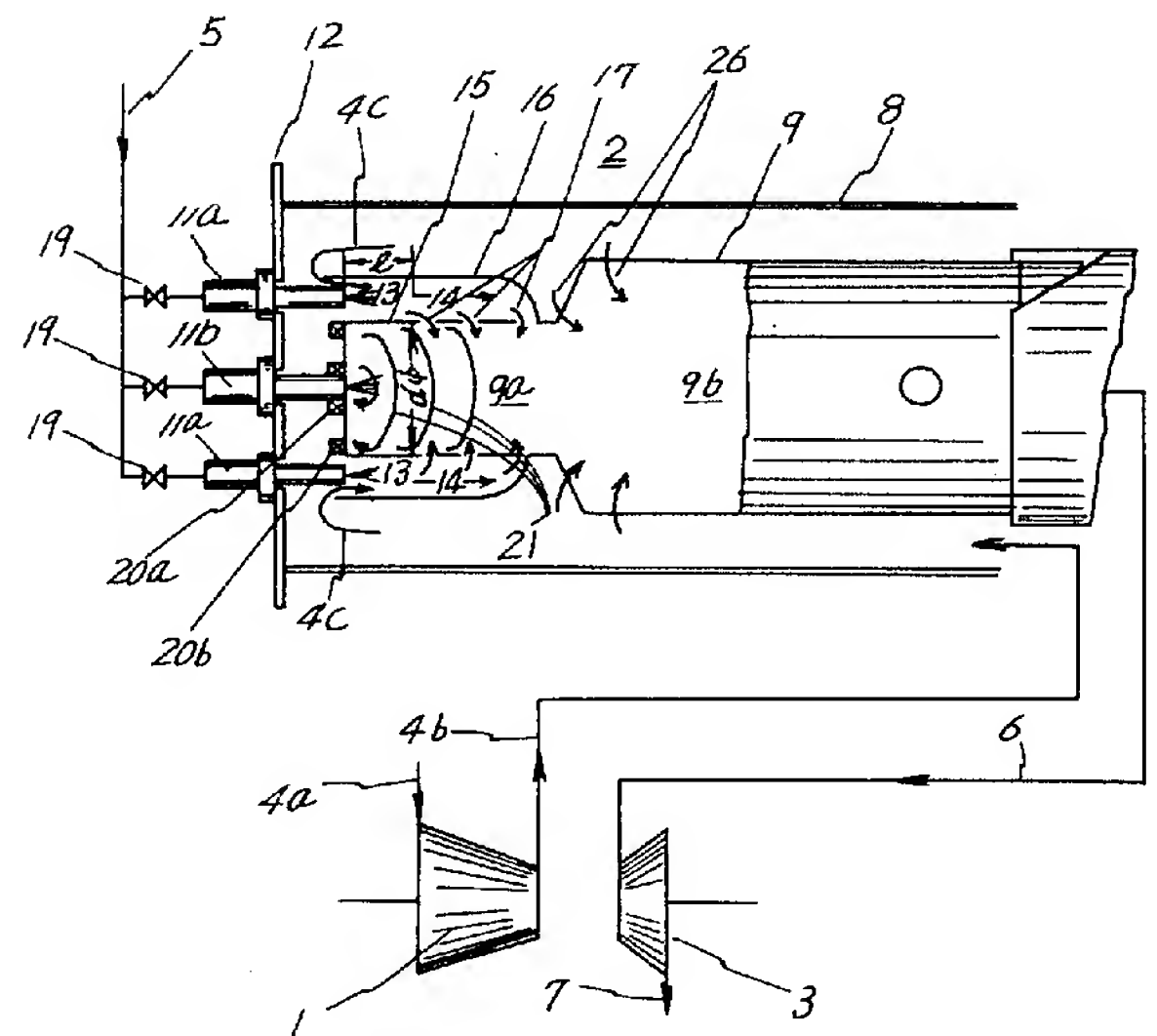
第 1 図はガスタービンの構成と本発明による蒸発形燃焼器を示す図、第 2 図は第 1 図の燃焼器による NO_x CO 生成特性図、第 3 図は従来形燃焼

器の頭部燃焼室内筒壁温度特性図、第 4 図は本発明の他の実施例になる燃焼器断面図である。

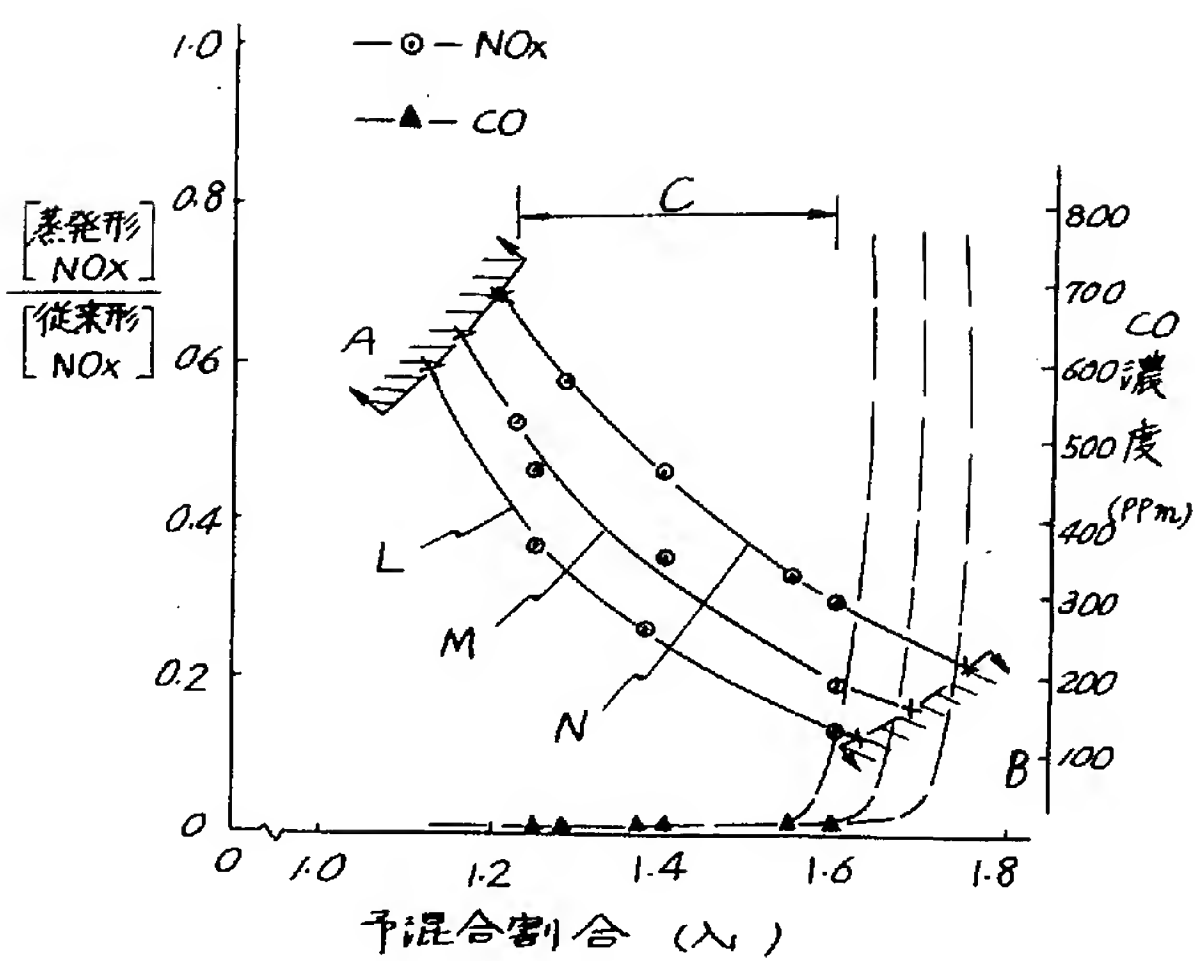
1 … 圧縮機、2 … 燃焼器、3 … タービン、4 a, 4 b, 4 c … 空気、5 … 燃料、6 … 燃焼ガス、9 a, 9 b … 燃焼室、11 a, 11 b … 燃料ノズル、14 … 燃料蒸発予混合室、16 … 外側壁、18 … 供給孔。

代理人 弁理士 高橋明夫

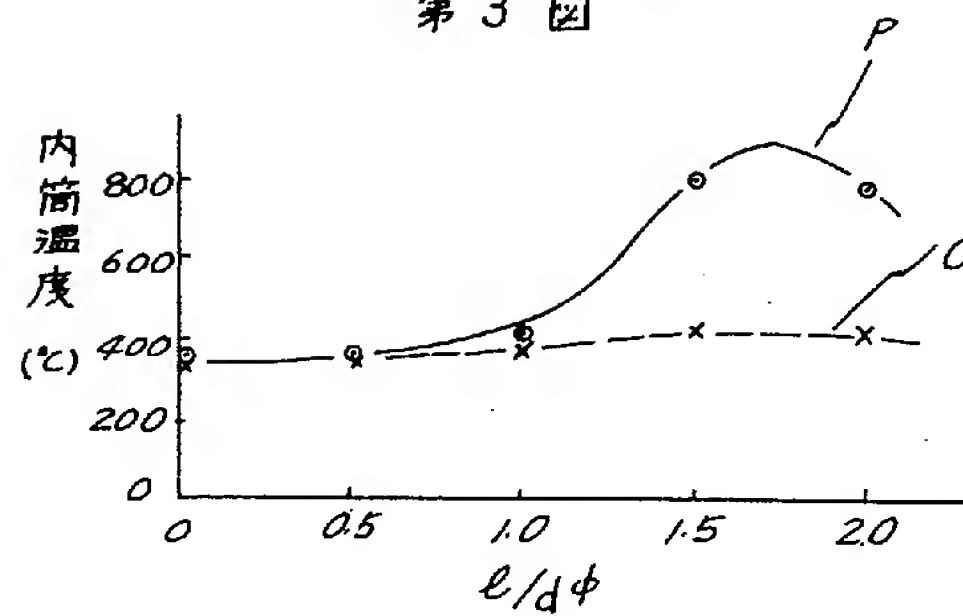
第 1 図



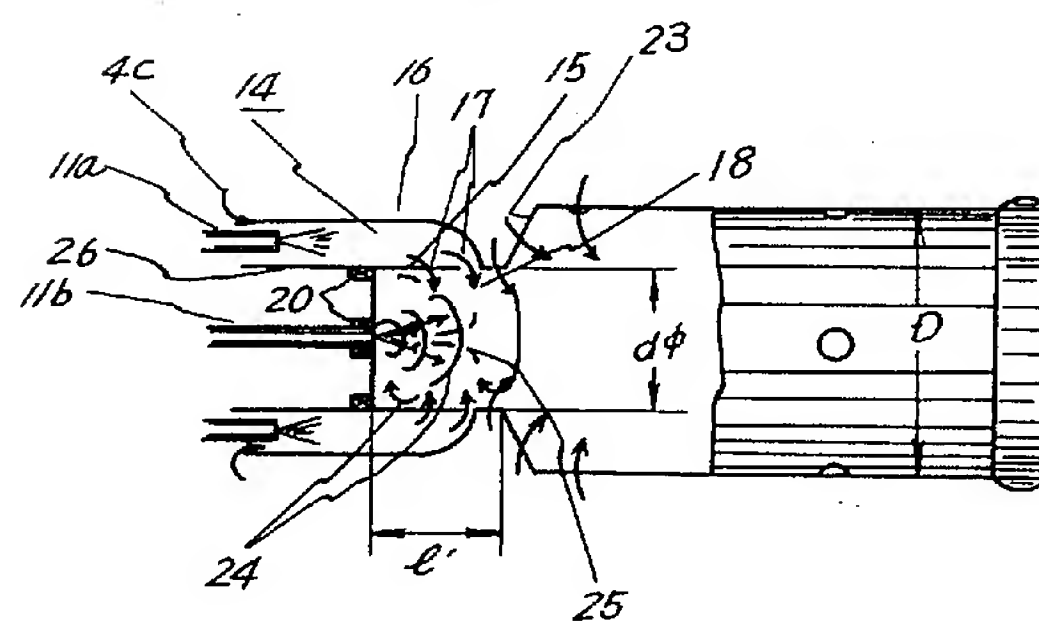
第 2 図



第 3 図



第 4 図



PAT-NO: JP354055214A
DOCUMENT-IDENTIFIER: JP 54055214 A
TITLE: GAS TURBINE COMBUSTOR
PUBN-DATE: May 2, 1979

INVENTOR-INFORMATION:

NAME	COUNTRY
SATO, ISAO	
UCHIYAMA, YOSHIHIRO	
TSUKAHARA, SATOSHI	

ASSIGNEE-INFORMATION:

NAME	COUNTRY
HITACHI LTD	N/A

APPL-NO: JP52121484
APPL-DATE: October 12, 1977

INT-CL (IPC): F23R001/08 , F23C011/00

ABSTRACT:

PURPOSE: To decrease NO_x, by providing in the top of combustor a fuel evaporation pre-mixing chamber for evaporating atomized fuel with heated air in front of a combustion chamber to produce pre-mixed gas with air.

CONSTITUTION: The fuel evaporation pre-mixing chamber 14 has one end opened outside the top 9a of a combustion chamber and another end closed and cuopled to the wall of the combustion chamber. Fuel nozzles

11a, 11b are attached to the open end to supply fuel to pre-mix the evaporated fuel 13 with air 4c. The point of coupling of the closed end of the chamber 14 with the combustion chamber 9 is located at a distance of 0.5 to 1.0 time of the diameter d of the combustion chamber from the nozzle 11b installed in the center of the closed end of the combustion chamber. The pre-mixed gas is introduced into the combustion chamber 9 through a feed hole 18 to perform diluted low-temperature combustion. Thereby, a no-flame top combustion chamber 9a is defined in the pre-mixing chamber 14. As a result, an evaporation type combustor for stable combustion in a wide range of burning conditions is obtained, and NO_x is greatly decreased

COPYRIGHT: (C)1979,JPO&Japio